

大型 GEO 通信平台主动段力热综合性能分析

陶家生, 林骁雄, 王浩攀, 钟红仙

(中国空间技术研究院 通信与导航卫星总体部, 北京 100094)

摘要: 对于大型高价值卫星, 为增强卫星的抗风险能力, 在极端温度环境、相较一般发射工作程序有所偏离的情况下, 进行了卫星平台的力热性能分析。分析结果表明: 采用 3D 舱板的有限元分析模型能够更好地揭示平台的结构变形; 主动段的热变形只占力热综合变形的较少部分, 并且随着主动段趋于结束, 热变形在力热综合变形的占比在增加。平台的热分析温度结果为 50.84~−11.89 °C, 未超出卫星的极限温度要求, 表明卫星的热性能有一定保持能力。但是, 热耗较大的舱板在给定的较极端边界条件下, 分析结果较一般条件下的热平衡试验结果温度高约 25 °C。力热综合分析的结构变形结果最大为 1.73 mm, 不会危及卫星结构强度, 表明卫星平台具有一定结构性保持能力, 但结构变形的结果已经接近结构局部精度的要求量级, 值得关注。

关键词: 通信卫星; 地球同步轨道(GEO); 主动段; 热分布; 力热综合; 有限单元法(FEM); 复合材料

中图分类号: V 11

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.06.018

Thermo-mechanical Deformation Analysis of the Powered-Flight Phase of Large GEO Communication Platform

TAO Jiasheng, LIN Xiaoxiong, WANG Haopan, ZHONG Hongxian

(Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to enhance the anti-risk capacity of high-figure large communication satellites, the thermo-mechanical properties of the satellite platform are analyzed under the extreme thermal environmental conditions and unusual launching procedure. The results indicate that the adopted finite element analysis model for three-dimensional (3D) plates can well reveal the structural deformation of the satellite platform. The thermal deformation is only a small amount of the thermo-mechanical deformation within the powered-flight phase, and the proportion of the thermal deformation decreases while the proportion of the thermo-mechanical deformation increases with the powered-flight phase. The temperature obtained by the platform thermal analysis ranges from −11.89 °C to 50.84 °C, which is within the limit temperature requirement, indicating that the platform can keep operation under the temperature condition. However, the temperature obtained by the thermal analysis under a given extreme thermal environmental condition is about 25 °C higher than that obtained by the thermal balance test under a general condition. The maximum thermo-mechanical deformation of the platform is 1.73 mm, which is within the structure strength requirement of the satellite, indicating that the satellite platform can keep operation under the structure condition. However, it should be noted that the structural deformation result is near the partial deformation demand of the structure.

Key words: communications satellite; geostationary orbit (GEO); powered-flight phase; temperature distribution; thermo-mechanical deformation; finite element method (FEM); composite

0 引言

对于高价值的大型卫星, 为尽可能确保其发射成功, 有必要对一些可能诱导风险的因素给予必要

的分析研究, 为风险规避提供参考。对于发射主动段的卫星, 主要的诱导风险因素有如下 3 个方面:

1) 发射环境的客观条件; 2) 研制中的非主要关注

收稿日期: 2021-01-03; 修回日期: 2021-02-23

基金项目: 大型高轨通信卫星(型号项目)

作者简介: 陶家生(1964—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为卫星总体技术、卫星遥感技术。

点;3)研究工具的欠完备。以大型通信卫星为例开展这些问题的探索研究,以供借鉴。

发射环境的客观条件。发射时发射场局地上空的大气环流和气象条件,是否有极端现象出现,如高空大气强对流^[1]。

研制中的次要关注点。如地球同步轨道(Geostationary Orbit, GEO)大型通信类型卫星的热分析和热试验,主要是围绕卫星平台为星上设备提供合适的工作温度环境而展开^[2],或者是针对星上重要设备或温度敏感设备进行的热分析和热试验^[3-4]。一般情况下注重在轨热环境分析^[5],而认为大型通信卫星发射的主动段热环境适宜,但对于大型航天发射任务应该尽可能发掘各种不确定因素,提高任务可靠性。

研究工具欠完备。大型卫星为了轻量化,大量采用复合材料,复合材料的采用增加了卫星性能预示的复杂度^[6]。为了提高分析工作的效率,一般采用壳单元^[7-8],该方法主要反映结构的伸展变形,不利于对结构翘曲变形的揭示。

研究中的大型通信卫星平台,其在主动段的热性能研究还涉及运载和有效载荷之间的热交换问题,使问题变得更为复杂^[9-10]。

在卫星发射的主动段,卫星是在力热边界条件的综合作用下产生结构变形,牵涉到卫星轨道外热流、复材板等效问题、热管模拟、辐射换热与传导、星内热源、惯性力、结构的热行为与力行为等诸多因素,在上述引文中有着专门研究,现试图进行综合分析^[11-12],并与试验结果相对照。通过研究,为该类型平台的应用提供力热性能方面的借鉴。

1 大型通信平台的一般性结构与构型

大型GEO通信卫星作为一类重要卫星,在欧洲主要有Astrium平台,为2012年发射任务研制的Courtesy of Astrium Satellites (W6A)通信卫星如图1所示^[13];美国主要有先进技术通信卫星^[14],俄罗斯主要有快讯-AM8通信卫星^[15],印度在2013年发射的GSAT-6地球同步轨道通信卫星,尺寸为2.1 m×2.5 m×4.1 m;中国的通信卫星亚太-9如图2所示,DFH-4卫星平台本体长2.63 m、宽2.10 m、高3.60 m,太阳翼展开后跨度为26 m,东方红-4增强平台采用多层通信舱,平台加高0.6 m,这些大型通信卫星平台均是长方体构型。大型通信卫星平台的主要结构普遍采用复合材料,如铝合金蒙皮铝

蜂窝复合材料的南北舱板、碳蒙皮铝蜂窝复合材料的承力筒以及东西舱板和水平舱板。



图1 W6A通信卫星

Fig. 1 Illustration of the W6A satellite

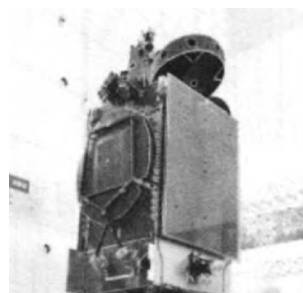


图2 中国的通信卫星亚太-9

Fig. 2 Communication satellite Asia-Pacific-9 of China

2 大型通信平台的有限元建模

国内外大型通信卫星的构型普遍采用长方体形状,如图3所示。作为主承力构件的承力筒采用碳蒙皮铝蜂窝复合材料,承力筒上的对接框采用铝合金材料,南北舱板采用铝合金蒙皮铝蜂窝复合材料,东西舱板和水平舱板采用碳蒙皮铝蜂窝复合材料。复合材料的分析建模较为复杂,一般采用壳单元,但会带来分析结果的偏差。本文的有限元模型把舱板作为主要关注对象,采用3D舱板建模并进行均质化处理,以便更全面地反映平台结构本身的变形。热分析中的材料线胀系数见表1。

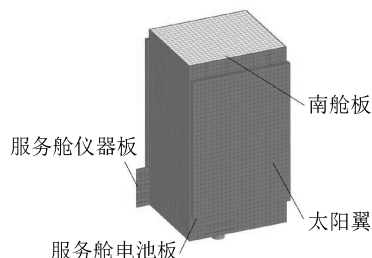


图3 通信卫星有限元模型

Fig. 3 Finite element model of the communications satellite

表 1 主要结构材料的线胀系数

Tab. 1 Linear expansion coefficients of the main structural materials

序号	材料	线胀系数 $\times 10^{-6}/(^{\circ})$
1	铝合金	23.8
2	碳纤维板	-1.2
3	对接框铝合金	23.8

利用上述一般性大型通信卫星的长方体构型,对通信平台进行有限元建模,如图 3 所示。在此模型中,把通信舱南北板、服务舱板作为主要分析对象,模型中的太阳翼主要作为热分析中的一个热传导环节。模型表面按实际卫星的热控措施,在南北表面搭建二次反射表面镜,其余仓板外表面建有热控多层。

3 发射主动段的力热边界条件

欲开展大型通信卫星平台的力热综合性能分析,首先需要研究其力热边界条件。这涉及运载火箭对有效载荷的要求。对于 GEO 轨道的航天运载工具,国际上有俄罗斯的质子-M 运载火箭、欧洲的阿里安-5 运载火箭、印度的“地球同步轨道卫星运载火箭”、日本的 H-2A 运载火箭、美国的猎鹰-9 运载火箭和宇宙神-5 火箭。中国采用 CZ-3B 或 CZ-5 运载火箭发射 GEO 大型通信卫星,整流罩内的通信卫星模型如图 4 所示。发射过程中,卫星与整流罩之间会有热交换,并导致通信卫星的温度变化。在某些极端情况下,如在主动段内高空大气的强对流,会导致发射过程中整流罩温度偏高。在发射过程中,也可能产生工作程序的偏离,如太阳翼延迟展开等也会导致通信卫星发射主动段的热边界条件波动。一个整流罩内表面如图 5 所示,主动段温度阶段性变化情况的时间轴归一化简化曲线。

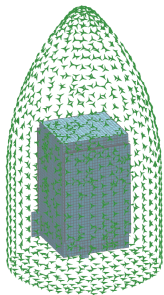


图 4 整流罩内的通信卫星

Fig. 4 Communication satellite inside the fairing

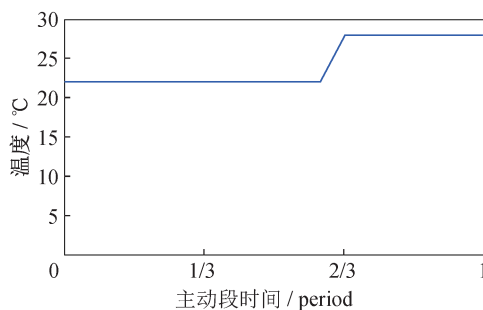


图 5 整流罩内温度简化曲线

Fig. 5 Simplified temperature curve inside the fairing

发射阶段的飞行极限载荷见表 2。在主动飞行阶段,主要分为 2 个阶段:从起飞至抛整流罩飞行阶段;从抛整流罩至星箭分离飞行阶段。2 个阶段的极限载荷不同,极限载荷值以重力加速度 g 的倍数表示。

表 2 主动段极限载荷

Tab. 2 Limit load of the powered-flight phase

轨道段	纵向载荷/ g	横向载荷/ g
抛罩前	6.1	1.0
星箭分离前	3.7	1.0

4 平台主动段力热综合分析

4.1 从发射至抛整流罩阶段

4.1.1 平台的热分布

按照已建立的通信卫星平台的有限元模型和整流罩内的热边界条件,通过分析获得的卫星平台热分布如图 6 所示。图 6(a)中的红色太阳翼是卫星 $-y$ 向,开有工艺孔的侧板是卫星 $-x$ 向,图中向上的方向是卫星 $+z$ 向。

从发射至抛整流罩阶段的卫星平台热分析结果如图 6(a)所示,为包含太阳翼的平台热分布状态。图 6(b)略去了太阳翼后的卫星平台主体部分在抛整流罩时的温度分布情况,太阳翼并非分析中的主要对象,这是由于太阳翼为大柔性部件且其在轨允许温度波动范围大。卫星平台表面的吸热系数、各部件的表面热参数和卫星内部热源分布及其大小等决定了平台的温度情况。图 6(b)的最高温度为 30.68°C ,出现在服务舱仪器板上,其他卫星表面绝大部分为 20.00°C 。图 6(a)的太阳翼表面温度高于平台其他外表温度,太阳翼表面温度约为 23.00°C ,这是由于太阳翼外露表面不设热控多层。图 6(b)中,由于西舱板上

的 6 处工艺孔处材料的热惯性小,其温度比其他舱板外表面的温度略高,其温度约为 22.00 °C。

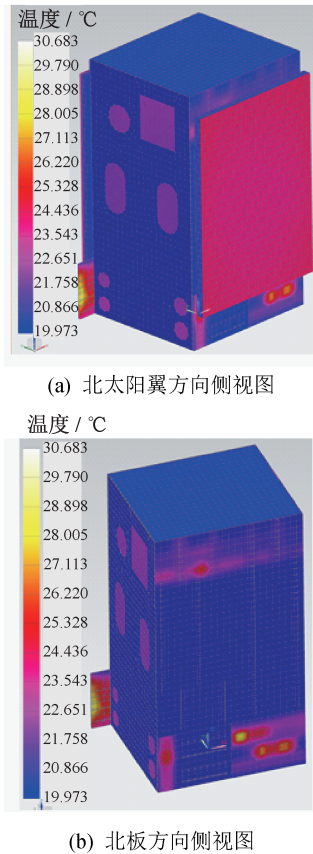


图 6 抛罩时的平台热分布

Fig. 6 Temperature distribution of the platform when the fairing is being thrown

4.1.2 平台的热变形

在上述通信卫星平台的热分析结果基础上,采用有限元分析方法,进一步对平台的热变形进行分析,获得结果如图 7 所示。

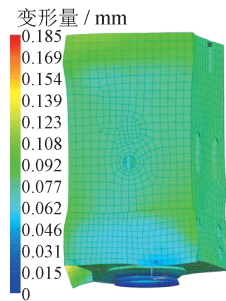


图 7 抛罩时的平台热变形

Fig. 7 Thermal deformation of the platform when the fairing is being thrown

由图可知,卫星平台的最大变形发生在服务舱仪器板上,这与平台热分布情况相符,在平台的热分析

中温度最高处,其结果热变形同样大,变形量为 0.185 mm。由图 7 中卫星平台热变形图可知,平台舱板的翘曲反映了在分析中采用 3D 舱板的效果。

4.1.3 抛罩前平台力热综合变形分析

在通信卫星平台有限元模型上,同时加载抛罩时的平台热分布和抛罩前的主动段极限载荷, z 向载荷为 6.1 g 、 y 向载荷为 1.0 g ,分析得到抛罩前卫星平台的力热综合变形如图 8 所示。图中卫星平台最大变形发生在西板上,变形量为 1.73 mm,主要是由于西板的结构开了工艺孔导致变弱。但该变形量不影响卫星结构工作性能,可以接受。较抛罩时的平台热变形和平台力热综合变形,两者的变形状态和最大变形位置完全不同。仅从最大变形量的角度比较,最大热变形量占力热综合最大变形量的 1/10,表明在抛罩前卫星平台的变形主要是外力作用产生的变形,热变形占比较小。

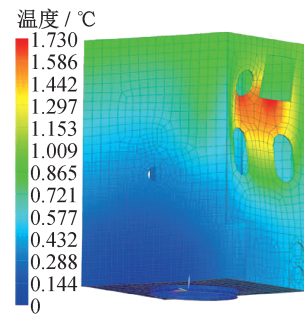


图 8 抛罩时的平台力热综合变形

Fig. 8 Thermo-mechanical deformation of the platform when the fairing is being thrown

抛罩前卫星平台的服务舱板力热综合变形如图 9 所示,最大变形为 0.548 mm,不会危及结构强度,但相对结构板局部平面度要求来说,已经有超差的可能。

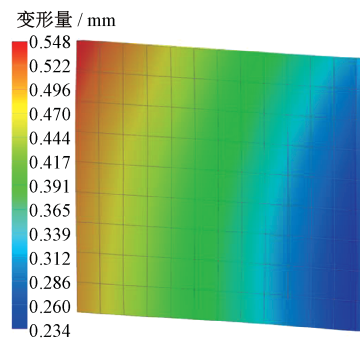


图 9 抛罩时的服务舱板力热综合变形

Fig. 9 Thermo-mechanical deformation of the service module plate when the fairing is being thrown

抛罩前卫星平台的通信舱板力热综合变形如图 10 所示,最大变形为 1.018 mm,该变形量不会危及结构强度,但相对结构板局部平面度要求来说,需要引起重视。

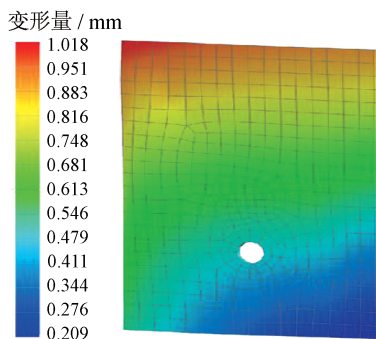


图 10 抛罩时的通信舱板力热综合变形

Fig. 10 Thermo-mechanical deformation of the communication module plate when the fairing is being thrown

4.2 从抛整流罩至星箭分离阶段

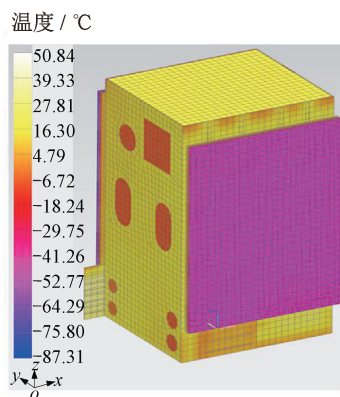
4.2.1 平台的热分布

从抛整流罩时刻起,卫星平台的外表面即面向冷空间,也受到地球的反照。这与抛罩前的平台热边界条件完全不同。在星箭分离前平台的热分布如图 11 所示,图 11(a)是包含太阳翼的卫星平台的温度分布,图 11(b)是略去太阳翼后卫星平台主体部分的温度分布,由于太阳翼为大柔性部件,且允许的温度波动范围较大,因此温度分析重点不在太阳翼。图中西舱板上的 6 处工艺孔处材料也予略去。星箭分离时平台的最低温度发生在太阳翼上,温度为 -87.3°C ,由于太阳翼表面没有热控多层,且面向冷空间。

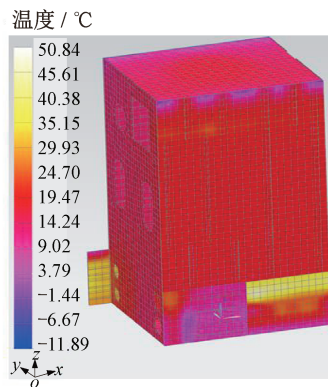
由图 11(b)可知,最高温度发生在服务舱的仪器板上,温度为 50.8°C 。由于服务舱的设备大多处于工作状态,热耗相比其余部分较大,并且部分服务舱板受太阳翼遮挡不利于热辐射散热。平台本体的其余外表面温度分布基本相同,最低温度发生在平台南板上部,温度为 -11.9°C ,由于该部分卫星表面朝向冷空间。

4.2.2 平台的热变形

在上述通信卫星平台的热分析结果基础上,采用有限元分析方法,进一步进行平台的热变形分析,获得的结果如图 12 所示。由图可知,卫星平台



(a) 北太阳翼方向侧视图



(b) 北板方向侧视图

图 11 星箭分离时刻的平台热分布

Fig. 11 Temperature distribution of the platform at the moment of the satellite separation from the rocket

的最大变形发生在服务舱仪器板上,这与平台在星箭分离前的热分布情况相符,在平台的热分析中温度高处其热变形也大,变形量为 0.506 mm。从图 12 的卫星平台变形图中可以看到服务舱板产生了明显的翘曲,说明 3D 舱板模型的运用不仅反映出舱板的延展变形,也反映了翘曲变形。

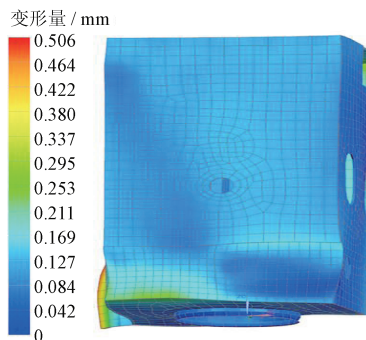


图 12 星箭分离时刻的平台热变形

Fig. 12 Thermal deformation of the platform at the moment of the satellite separation from the rocket

4.2.3 星箭分离前平台力热综合变形

在通信卫星平台有限元模型上,同时加载卫星抛罩至星箭分离轨道段的平台热分布和这一主动段的极限载荷, z 向载荷为 3.7 g 、 y 向载荷为 1.0 g ,分析得到卫星抛罩至星箭分离轨道段的卫星平台的力热综合变形如图 13 所示。图中卫星平台最大变形发生在西板上,变形量为 1.285 mm ,主要由于西板的结构因工艺开孔而变弱。但该变形量不影响卫星结构工作性能,可以接受。比较星箭分离时的平台热变形和星箭分离前的平台力热综合变形,两者的变形状态和最大变形位置完全不同。星箭分离时最大热变形量占卫星平台力热综合最大变形量的 40% ,表明卫星抛罩至星箭分离轨道段的卫星平台变形主要是外力作用产生的变形,热变形占比较小。

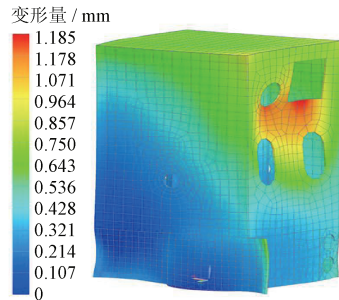


图 13 星箭分离时刻的平台力热综合变形

Fig. 13 Thermo-mechanical deformation of the platform at the moment of the satellite separation from the rocket

星箭分离前卫星平台的服务舱板力热综合变形如图 14 所示,最大变形为 0.692 mm ,不会危及结构强度,但相对结构板局部平面度要求来说,需要引起重视。舱板的翘曲较为明显,舱板面内变形与垂面变形的分量之比为 $8:9$ 。

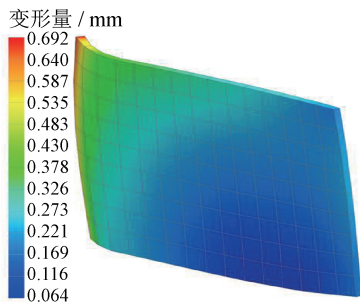


图 14 星箭分离时的服务舱板力热综合变形

Fig. 14 Thermo-mechanical deformation of the service module plate at the moment of the satellite separation from the rocket

星箭分离时卫星平台的通信舱板力热综合变形如图 15 所示,最大变形为 0.895 mm ,该变形量不会危及结构强度,但相对结构板局部平面度要求来说,需要引起重视。从图 15 上半部分易知,其有翘曲变形的成分。

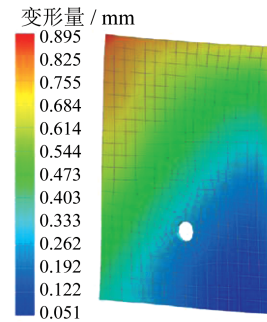


图 15 星箭分离时的通信舱板力热综合变形

Fig. 15 Thermo-mechanical deformation of the communication module plate at the moment of the satellite separation from the rocket

5 热分析与热试验结果的分析比较

有限元模型星箭分离时热分析的结果和卫星在转移轨道热平衡工况下的试验结果见表 3。

表 3 热试验与热分析的温度比较

Tab. 3 Temperature comparison of the thermal test and thermal analysis

部件	试验温度/ $^{\circ}\text{C}$	速度误差/ $^{\circ}\text{C}$
通信舱	10.3~22.0	9.1
+y 仪器板	2.4~5.5	29.3
-y 仪器板	4.8~11.2	27.8
+y 电池板	-4.3~-3.1	9.7
-y 电池板	2.4~5.5	14.4

从表中可知,服务舱板上的分析结果(平均)温度偏高,通信舱的温度分析结果偏低。由于从抛罩到星箭分离阶段,服务舱的工作设备多热流密度大,但服务舱板的散热面部分被太阳翼遮挡,热量较难辐射到冷空间,温度相比试验结果偏高。通信舱在星箭分离时处于工作状态的设备较少,分析中未开主动温控,所以通信舱板的温度偏低。

卫星转移轨道的热平衡试验工况是在卫星处于正常运行情况下的热试验结果,具有主动热控功能,太阳翼正常展开。分析中的卫星平台是在发射中整流罩内温度条件偏高和太阳翼延迟展开的情况下得出的分析结果。

6 结束语

从揭示高价值卫星平台潜在风险因素的目的出发,研究了在较为极端的热边界条件下、卫星发射工作程序有偏离情况下、卫星平台在力热综合作用下可能出现的风险诱导因素。研究表明,大型通信卫星平台具有一定的热性能和结构性能保持能力,平台温度为 $50.84 \sim -11.89^{\circ}\text{C}$,变形量最大为 1.73 mm 。由于主要目的是考察平台的力热性能,仪器设备单机未建模。本文揭示出一些值得关注的问题如下:

1) 平台的力热载荷变形对于结构板局部平面度要求有超差的风险。

2) 最高温度裕度已经不大。

3) 舱板的翘曲在特定情况下较明显。

研究结果也确定性地揭示出如下结论:

1) 采用 3D 舱板模型能够更全面地反映卫星平台的结构变形,壳单元不能揭示结构热畸变。

2) 从卫星主动段的力热综合分析结果来看,变形量的主要成分是外力引起的变形,但是随着趋向主动段结束,外力引起的变形分量在减少,热引起的变形分量在增加。

参考文献

- [1] 陶家生. 航天光学遥感系统总体设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2019: 138.
- [2] 周砚耕. 一种兼顾不同轨道姿态的卫星热控优化设计方法[J]. 空间科学学报, 2016, 36(3): 380-385.
- [3] 刘绍然, 李一帆, 张文睿, 等. 星载激光通信终端在轨机动对温度影响[J]. 宇航学报, 2018, 39(11): 1221-1227.
- [4] 黄杰, 罗达, 侯鹏, 等. 光学遥感卫星平台结构热变形试验及测量技术研究[J]. 航天器工程, 2018, 27(2): 114-118.
- [5] 李强, 孔林, 张雷, 等. 多光谱大幅宽光学遥感卫星的热设计及验证[J]. 光学精密工程, 2020, 28(4): 904-913.
- [6] 陈昌亚, 王德禹, 王本利. 动力学分析中铝蜂窝夹层板的等效问题[J]. 空间科学学报, 2002, 22(增刊 2): 142-148.
- [7] 张也弛, 张龙, 罗文波, 等. 基于统计学方法的卫星在轨热变形快速分析[J]. 中国空间科学技术, 2016, 36(6): 55-61.
- [8] 陈跃, 陶家生, 林骁雄, 等. 高精度大型 GEO 卫星平台结构热变形分析方法研究[C]//第 19 届中国遥感大会. 西安: 遥感学报, 2014: 375-381.
- [9] 张筱嫻, 林士峰, 马二瑞, 等. 上面级直接入轨卫星的上升段温度控制及预示[J]. 上海航天(中英文), 2020, 37(4): 18-39.
- [10] 杜卓林, 江海, 陈少华, 等. 上面级发射中高轨道卫星外热流分析[J]. 宇航学报, 2018, 39(10): 1107-1115.
- [11] 陈宇, 李钰, 陈丽, 等. 卫星天线反射面板热变形面形误差检测方法[J]. 上海航天(中英文), 2020, 37(4): 117-127.
- [12] 王金明, 翟师慧. 舱段结构热振耦合环境下仿真分析[J]. 上海航天(中英文), 2020, 37(3): 126-132.
- [13] FENECH H, TOMAFIS A, SERRANO D, et al. Spacecraft antenna requirements as perceived by an operator [J]. IEEE Antennas and Propagation Magazine, 2011, 53(5): 256-266.
- [14] MOHAMED H, CHRISTOPHER B. Ka band enabling technologies for high throughput satellite (HTS) communications [J]. Int J Satell Commun Network, 2016, 34: 483-501.
- [15] 杭添仁. 2015 年世界通信卫星发展回顾[J]. 数字通信世界, 2016(2): 324-329.